doi: 10.3969/j.issn.1000-8349.2023.02.08

火星探测器动力学模型优化及“天问一号”探测器定轨研究

单　荃[1,2]，李培佳[1,3,4]，樊　敏[5]，黄　勇[1,2,3,4]，杨　鹏[1,2]

(1. 中国科学院 上海天文台，上海 200030；2. 中国科学院大学，北京 100049；3. 中国科学院 上海天文台 上海市空间导航与定位技术重点实验室，上海 200030；4. 中国科学院 上海天文台 中国科学院行星科学重点实验室，上海 200030；5. 北京跟踪与通信技术研究所，北京 100094)

摘要： 对上海天文台火星探测器定轨软件的动力学模型进行优化和升级，开发形成了 MarsODP V2.0，该软件可以处理多种类型测量数据。对火星进行高精度动力学建模，考虑火星本身特性，增加了火卫一和火卫二的三体摄动、火星大气阻力摄动以及多种火星定向模型优化等。利用 MEX 实测数据比较了优化前后的火星定轨软件的定轨精度，计算结果表明，动力学模型优化后，定轨精度明显提升，与参考轨道的位置差异和速度差异减小；利用实测数据对美国 MRO 探测器进行精密定轨并验证软件优化后定轨精度。对“天问一号”探测器环火轨道进行定轨计算分析。

关　键　词： 火星探测器；精密定轨；MRO；MEX；天问一号

中图分类号： P173.3　　　**文献标识码：** A

1　引　言

火星探测是人类通过向火星发射空间探测器从而实现对火星科学探测活动。探究火星及掌握火星的地质地貌、水文大气、资源利用等方面，都有着极为重要的意义。近现代，人类利用空间探测器对火星进行深空探测研究几乎贯穿整个航天史。

美国在火星探测方面经验丰富，美国发射的火星全球勘测者 (Mars Global Surveyor, MGS)、火星勘测轨道飞行器 (Mars Reconnaissance Orbiter, MRO) 等探测器定轨精度可以达到 10 m 左右[1,2]。虽然中国深空探测器定轨工作在探月工程中积累了大量经验[3−5]，但

收稿日期： 2022-05-12；　**修回日期：** 2022-07-08

资助项目： 国家重点研发计划 (2020YFC2200903)；航天飞行动力学技术重点实验室基金 (KGJ6142210200201)；中国科学院战略性先导科技专项 (XDA30000000)；科工局民用航天技术预先研究项目 (D010105)；国家重点研究计划“协同精准定位项目”(2016YFB0501900) 和上海市科学技术委员会 (12DZ2273300)

通讯作者： 李培佳，pjli@shao.ac.cn

火星探测任务对中国的天文学家提出了新的挑战。与月球探测相比，火星距离遥远，并且火星的空间环境与月球也有所不同。如火星拥有两颗天然卫星火卫一 (Phobos) 和火卫二 (Deimos)，火星表面存在稀薄大气[6]，火星的重力场文件需要与对应的定向模型相匹配[7]等。因此，高精度火星探测器精密定轨软件的开发需要充分考虑足够精确的动力学模型。

目前有 8 颗探测器在火星轨道中运行，分别是美国的火星奥德赛号 (Odyssey, ODY)、火星勘测轨道飞行器、MAVEN 轨道器、欧空局的火星快车号 (Mars Express, MEX)、印度的火星轨道探测器 (Mars Orbiter Mission, MOM)、欧空局和俄罗斯的火星微量气体任务卫星 (ExoMars Trace Gas Orbiter, TGO)、阿联酋的希望号 (Hope)以及中国的“天问一号”(Tianwen-1)。火星表面还有许多火星车和着陆器，其中还在工作的火星车有美国的好奇号 (Curiosity)、毅力号 (Perseverance) 以及中国的祝融号 (Zhurong)，着陆器洞察号 (InSight)；火星表面上还有已经结束任务的旅居者号 (Sojourner)、勇气号 (Spirit, MER-A)、机遇号 (Opportunity, MER-B) 和凤凰号 (Phoenix)；除此之外还有首架火星无人飞机机智号 (Ingenuity)。

2020 年 7 月 23 日，中国火星探测器“天问一号”在海南文昌航天发射场由长征五号遥四运载火箭发射升空，这是中国第一次自主火星探测任务。经过两次中途修正，2020 年 10 月 9 日，“天问一号”顺利完成深空机动，再次经过两次中途修正，于 2021 年 2 月 10 日成功进行近火制动被火星捕获，成为一颗环火探测器；经过远火点变轨和两次近火点制动，探测器于 2 月 24 日成功进入近火点高度为 280 km 的大椭圆停泊轨道，轨道周期 50 h。在该轨道上维持了 80 d 的飞行，为火星车着陆点区域进行成像，选取合适的着陆点。5 月 15 日 7 时 18 分，火星车与环绕器分离，并成功着陆于火星表面，成为中国首颗火星着陆器；5 月 17 日，环绕器变轨进入轨道周期为 8.2 h 的中继维持通信轨道 (250 km × 12 000 km)，维持火星车与地球之间的通信。11 月 8 日环绕器变轨至遥感使命轨道，开展火星全球遥感探测。

本文首先在上海天文台已有火星探测器定轨软件 MarsODP[8]基础上，对火星探测器定轨软件的模型和功能进行优化和升级，开发形成了 MarsODPV2.0，并利用 MEX 数据对优化后软件的定轨精度进行比较分析。其次通过对美国 MRO 探测器进行精密定轨，对软件的正确性和精度进行验证。最后对“天问一号”探测器的环绕段进行定轨计算，并评估轨道精度。

2 火星探测器动力学模型优化

针对我国的自主火星探测任务“天问一号”，上海天文台轨道计算团队 (简称上海台团队) 在已有的火星探测器定轨软件 MarsODP[8] 基础上，对火星探测器定轨软件的模型和功能进行优化和升级，开发形成了 MarsODP V2.0。具体新增功能和模型见表 1。

MarsODP V2.0 定轨软件在太阳系质心广义相对论参考框架下对观测量进行高精度建

表 1　MarsODP 与 MarsODP V2.0 功能及模型比较

	MarsODP	MarsODP V2.0 新增
处理的测量数据类型	双程/三程测距、单程/双程测速、VLBI 时延/时延率	光学测角、同波束 VLBI
定轨定位算法	动力学统计定轨	运动学统计定位/定轨
处理观测目标	环绕探测器	火星着陆器
动力学模型	中心天体引力、非球型引力摄动、N 体摄动、光压摄动、IAU 定向模型、相对论摄动	火卫一引力摄动、火卫二引力摄动、火星大气阻力摄动、Pathfinder 定向模型

模，在原有处理测距、多普勒和 VLBI 时延、时延率测量数据基础上，增加了光学测角、同波束 VLBI 等多种测量类型，具备动力学统计定轨、运动学统计定轨以及运动学统计定位三种模式的计算功能。该软件除了处理单目标绕飞探测器外，还可以对火面目标进行定位。

为了提高定轨精度，上海台团队进行了高精度火星探测器动力学模型建模，在原有的动力学模型基础上增加了火星卫星摄动、火星大气阻力摄动以及火星定向模型优化等。

2.1　火星探测器摄动力量级估计

作用于卫星的某摄动力量级通常采用摄动力与中心引力之比来估计，可以表示实际轨道因为摄动力的存在而偏离二体问题轨道的程度。

设 P 为摄动加速度，χ 为该摄动之量级，则有

$$\chi = |P| / \left(\frac{GM}{\boldsymbol{R}^2}\right) \quad , \tag{1}$$

其中，GM 为中心天体 (火星) 的引力常数，$\boldsymbol{R}$ 代表探测器在惯性系中的位置矢量。对于轨道高度为 $100 \sim 1\,000$ km 的火星环绕卫星，主要摄动源是非球形引力，其次是第三体引力摄动，对于低轨卫星还需考虑大气阻力的影响，表 2 给出作用于火星探测器各摄动力的量级大小[9−11]。

表 2　作用于火星探测器的各摄动力之量级大小

	摄动名称	量级
N 体摄动	太阳摄动	10^{-8}
	火星卫星摄动	10^{-9}(Phobos), 10^{-11}(Deimos)
	其他行星摄动	$\leqslant 10^{-12}$
	太阳直射光压摄动	$\leqslant 10^{-9}$
火星非球形引力摄动	J_2	10^{-3}
	$J_{2,2}$	10^{-4}
	$C_{l,m}$, $S_{l,m}$, $l \geqslant 3$	$10^{-5} \sim 10^{-6}$
火星大气阻力摄动	$H = 100$ km	10^{-5}
	$H = 200$ km	10^{-8}
	相对论摄动	10^{-10}

综上分析，本文定轨分析时使用上海天文台火星定轨软件，对火星探测器定轨考虑的动力学模型及定轨部分策略见表 3。考虑了火星中心引力，非球型引力摄动，N 体摄动、火星大气摄动。其中 N 体摄动除了考虑了太阳系中的大行星及日月引力摄动外，对于拥有两颗卫星的火星而言，需要考虑火卫一和火卫二的三体摄动以提高定轨精度。

表 3 火星探测器定轨动力学模型

项目	具体设置
基本参考系	火心天球参考系
中心天体	火星
非球形引力摄动	火星重力场模型 MRO120D；采用 pathfinder 定向模型
N 体摄动	太阳、大行星、火卫一、火卫二 (采用 DE436 历表)
太阳辐射压	固定面质比模型
火星大气摄动	指数模型
数据使用及权重设置	测距为 1 m，测速为 1 mm/s，时延为 0.1 ns，时延率为 1 ps/s
大气延迟修正	Saastamoinen-NMF
积分器	KSG 二阶定步长积分器

2.2 火星探测器动力学模型精化

相较于月球探测，火星探测需要考虑火星卫星摄动、火星大气阻力摄动以及不同的火星定向模型选取的影响。本节主要从以下三个方面对软件模型优化进行阐述。

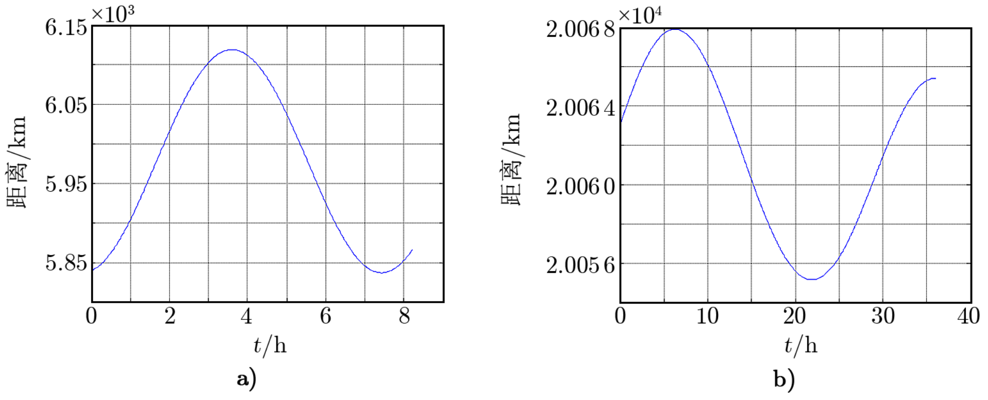
2.2.1 火卫摄动力模型建立

此前上海天文台综合定轨软件中 N 体摄动只考虑了太阳系中的大行星和日月引力摄动，而对火星探测器的精密定轨考虑火星的两颗天然卫星的第三体引力摄动。

火卫一 (Phobos) 与火卫二 (Deimos) 形状不规则并充满撞击坑，在接近火星赤道面处以近圆形的轨道公转。火卫一是两颗卫星中更大的一颗，三轴半径为 $(13.3 \times 11.1 \times 9.3) \pm 0.3$ km，质量为 10.6×10^{15} kg，密度为 1 900 kg/m^3；火卫二的三轴半径为 $(7.6\times6.2\times5.4)\pm 0.5$ km，质量为 2.4×10^{15} kg，密度为 1 750 kg/m^3。火星卫星虽然很小，但十分接近火星，火卫一绕火星运动半长轴为 9 376 km，围绕火星一周只需要 0.318 91 d；火卫二围绕火星运行的距离为 23 459 km，轨道周期为 1.262 44 d[6,12]。

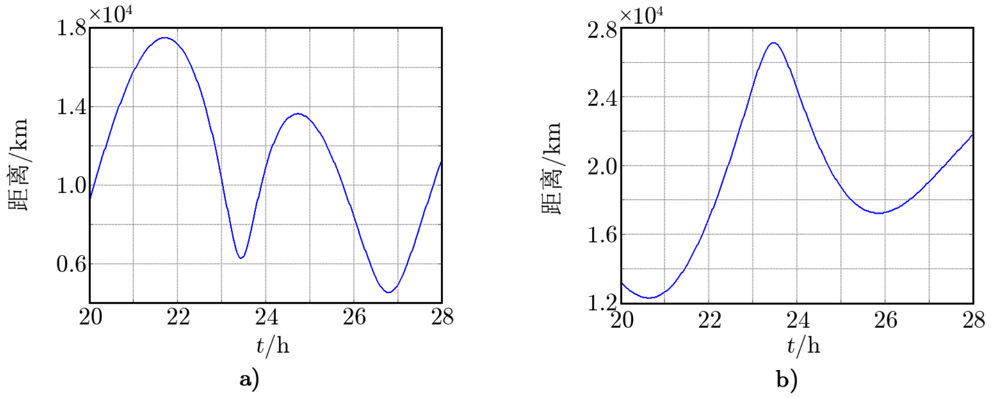
本文所使用的火星卫星星历表为 JPL 在 2014 年发布的 MAR097[13]，该历表综合了 1877－2011 年期间所有基于地球和航天器的观测，包括 MEX 三次飞略火卫一的多普勒跟踪数据和 2011 年之前对火卫二的额外成像观测数据，是目前主要使用的火星卫星星历之一。

MEX 探测器的半长轴约为 8 700 km (火星半径 3 397 km)，偏心率 e 约为 0.57，是一颗大偏心率轨道卫星，其近火点高度约 300 km、远火点高度超过 1×10^4 km，轨道周期约为 6.9 h。选取 MEX 探测器初轨的时间为 2009-08-07T20-00-00 (UTC)，一个卫星周期内，火卫一和火卫二距离火星的高度如图 1 所示，MEX 探测器到两颗卫星的距离见图 2，距离火卫一最近距离为 4 538 km。由于 MEX 为大椭圆轨道，会飞掠火卫一，受火星卫星引力摄动影响比较大[14]。



注：时间自 2009-08-07T20-00-00 起。a) 火卫一；b) 火卫二。

图 1　火卫一和火卫二到火星表面的距离变化示意图



注：时间自 2009-08-07T20-00-00 起。a) 火卫一；b) 火卫二。

图 2　MEX探测器到火卫一和火卫二距离变化示意图

2.2.2　火星定向模型优化

火固系的定义需要与定轨使用的重力场模型相匹配，目前火星探测器定轨软件中使用的是 IAU 火星定向模型，定轨使用的是对应于 pathfinder 定向模型的重力场模型，如 MGS95J 和 MRO120D 等，模型不匹配会对轨道确定和预报带来一定的误差。火星固联坐标系与火星天球参考系转换关系参照图 3。

火星重力场模型可以在行星数据系统 (Planetary Data System, PDS) 网站 https://pds.nasa.gov/ 中下载，重力场模型对应的说明文档介绍了 Pathfinder 定向模型所需要的参数。

MGS95J 中本初子午面选取与 IAU 2000 标准的 J2000.0 历元的本初子午面一致[1]，将 MGS95 重力场模型对应的 Pathfinder 定向参数模型与 IAU 2009 定向模型进行比较，分别使用两个模型计算自转轴 z 轴 (0 km, 0 km, 3 396 km)与 x 轴 (3 396 km, 0 km, 0 km) 转换至火星天球参考系的坐标，并比较两者的差异。图 4 给出了两个轴转换坐标后的差异：从

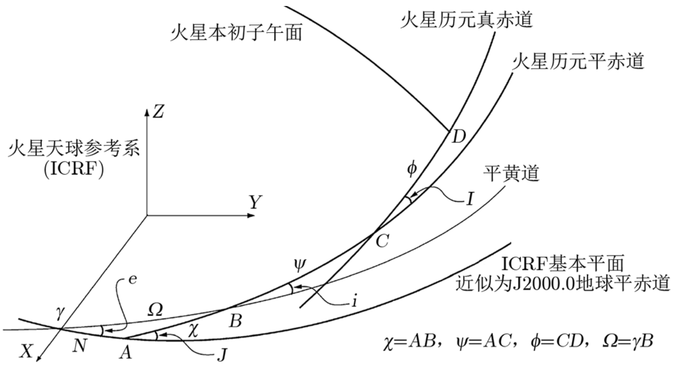
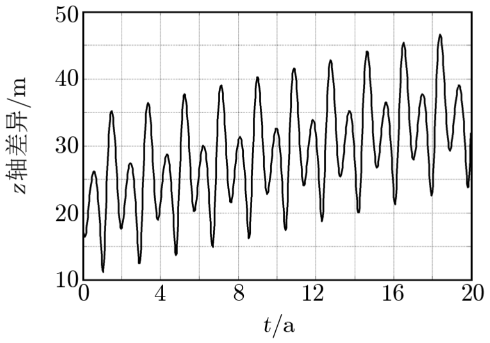
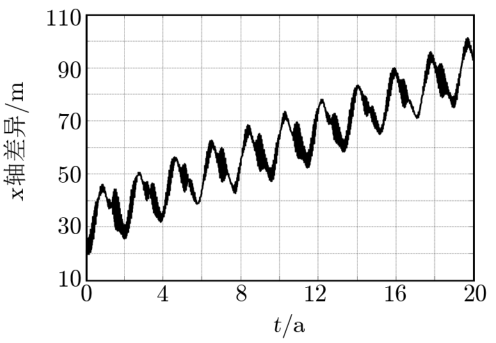


图 3　火星固联坐标系与火星天球参考系转换关系示意图

2010－2030 年，x 轴转换差异近 100 m，z 轴转换差异近 50 m，且周年与半周年变化项显著。





注：时间自 2010 年起。

图 4　不同火星定向模型坐标转换差异比较

2.2.3　火星大气密度模型建立

对比月球表面的真空状态，火星上有稀薄的大气，火星大气层的主要成分是 CO_2 (95.32%)，其次是 N、Ar，此外还有少量的 O 和水蒸气，平均压力仅为 700 Pa。火星大气分为：外逸层、上层大气 (热层)、中层大气和低层大气，其中外逸层通常是指 200 km 及以上的部分，大气边界不明显，它只是逐渐消失[6]。

由于火星大气的存在，对低轨火星卫星以及着陆器着陆阶段受到的大气阻力摄动不可忽略，大气阻力摄动加速度是关于火星大气密度的函数，火星大气密度可以通过火星大气数据库或火星大气简化模型获得。火星大气数据库可以全面地反映出火星大气特征[15−18]，不仅包含了火星大气密度，还包括了大气温度、压强等信息，庞大的数据资料使得调用数据库耗时过长，不适用于实时仿真。

火星大气简化模型则是利用曲线拟合方式，将实际任务数据或火星大气数据库提供的数据简化为指数模型，其大气信息比较单一，模型多为大气密度随海拔高度变化的一维指数

模型或分层指数模型，以及气温、压强、密度随高度变化的模型，由实际任务数据或火星大气数据库提供的数据拟合得到。模型多为大气密度随火面高度变化的一维指数模型或分层指数模型，以及气温、压强、密度随高度变化的模型[19−20]。火星大气简化模型在实际应用中拥有计算量少、速度快的优点，适合在实时定轨和仿真分析中使用。式 (2) 为本文使用的火星大气模型，选择的是简单的一维指数模型[21]，其具有计算量少、速度快的优点，适合在实时定轨和仿真分析中使用。

$$\rho_h = \rho_0^{-h/h_s} \ , \quad \rho_0 = 1.58\times10^{-2}\ \mathrm{kg/m^3} \ , \quad h_s = 9354.5\ \mathrm{m} \tag{2}$$

其中，ρ_0 火星表面的大气密度，h_s 均质大气高度，h 为探测器的高度，ρ_h 为所求高度的大气密度。

Joel Benito 2008 一维指数模型中大气密度只与探测器到火星表面距离有关，根据探测器的位置即可求出当前的密度，再通过公式求得探测器受到的火星大气阻力加速度。

2.3　软件定轨精度比较

2009 年 8 月 7 日 20:00 至次日 04:13 (UTC)，国内测站上海、昆明、乌鲁木齐 3 个 VLBI 站以及欧空局新诺舍深空站组织了对 MEX 的观测试验。新诺舍深空站在 X 频段发射上行信号，经星上转发器转发后，分为 S 和 X 两个频段的下行信号，由国内测站接收其下行信号，分别在 S 频段和 X 频段上获取了三程多普勒数据 (5 s 积分时长)，同时还获得了欧空局 NNO 测站跟踪 MEX 的双程多普勒数据 (1 s 积分时长)。

利用该弧段的 MEX 数据，分别选择不同的软件版本进行定轨计算分析，定轨结果与欧空局提供的参考轨道 (比利时皇家天文台精密轨道，精度约 20 ~ 25 m[22]) 进行星历比较，轨道差异见表 4。

表 4　火星卫星摄动对 MEX 定轨精度影响

软件版本	位置/m				速度/(m·s^{-1})				测速残差/(mm·s^{-1})	
	R	T	N	Pos	R	T	N	$V_{\rm el}$	双程	三程
MarsODP	1.78	357.64	162.02	392.64	0.06	0.029	0.049	0.082	0.14	0.10
MarsODP V2.0	1.04	6.99	3.80	8.02	0.001	0.001	0.001	0.001	0.13	0.10

计算结果表明，优化后的软件定轨精度有显著提高，与参考轨道的位置差异从 300 多米下降到 10 m 左右，速度差异从约 0.1 m/s 下降至 0.001 m/s。差异较为明显主要原因是 MEX 探测器为大椭圆轨道，与火星卫星距离较近，火星卫星摄动对 MEX 速度影响明显，在加入火星卫星摄动后，测速观测量可以更好地约束 MEX 轨道，定轨精度明显提升。

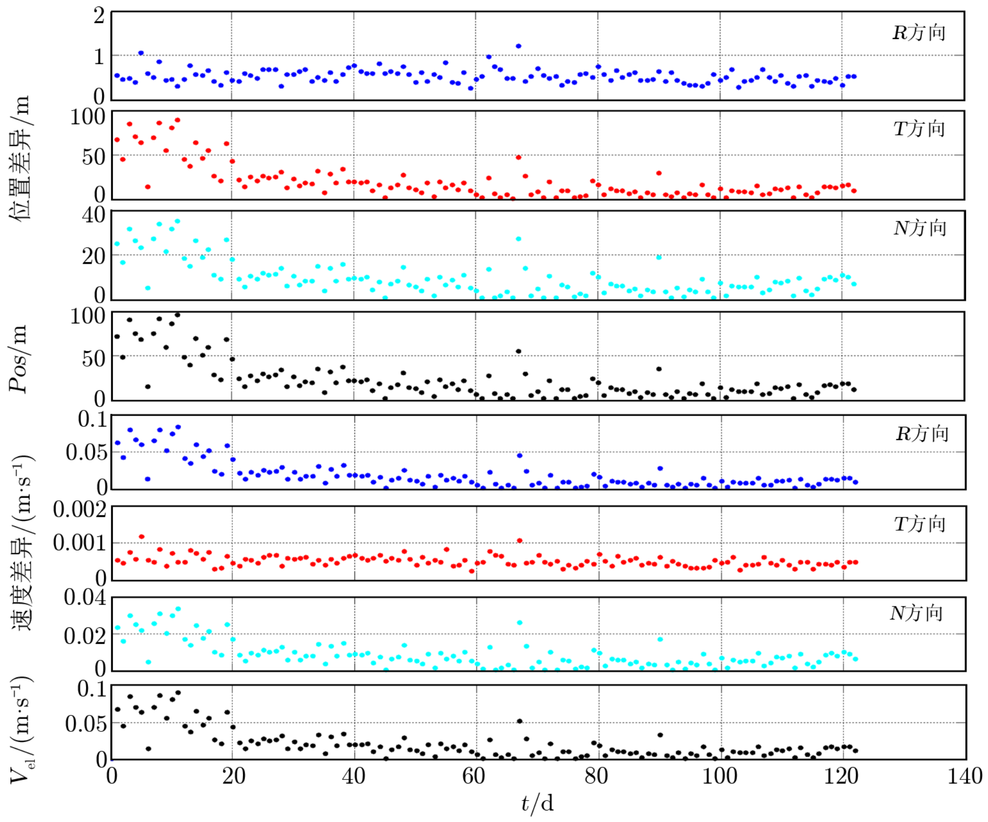
3　MRO 探测器实测数据定轨分析

美国航天局的火星勘测轨道飞行器 (Mars Reconnaissance Orbiter, MRO) 于 2005 年 8 月 12 日发射升空，并于 2006 年 3 月进入火星轨道。MRO 配备了一套先进的仪器，用于研究火星地形和地表条件，探测地表下的水冰和矿物，监测日常天气，并为未来的任务确定着

陆地点。轨道器还测试了一个新的通信系统，该系统能够以更快的速度向航天器传输数据，使 MRO 能够作为其他任务的重要中继卫星。MRO 飞行轨道高度为 255 km × 320 km 圆轨道，轨道周期约 2 h[23]。

本节对 MRO 探测进行定轨精度分析，观测数据为美国 DSN 深空站双程多普勒测量数据。DSN 深空站在全球布网且分布均匀，2017年 1 月至 4 月期间多个 DSN 深空站对 MRO 接续跟踪观测，每天观测 12 ~ 24 h，观测弧段分布均匀。

利用 2017 年 1 月至 4 月的双程多普勒测量数据进行定轨分析，定轨使用的动力学模型参数设置见表 3，定轨弧长 24 h，积分步长 10 s，同时解算光压系数和大气阻力系数。四个弧段的定轨结果与 NASA 发布的重建轨道进行比较。由图 5 可以看出 1 月份解算的轨道差异较大，之后轨道的差异逐渐变小，位置差异小于 30 m、速度的差异小于 0.03 m/s。



注：时间从 2007-01-01 起。

图 5 2017 年 1—4 月解算轨道与 NASA MRO 重建轨道位置与速度差异

图 6 给出 2017 年 1 月至 4 月不同定轨精度所对应的天数之和：与 NASA 的 MRO 重建轨道位置差异小于 10 m 的有 36 d、10 m 至 20 m 的有 38 d、20 m 至 30 m 的有 23 d；速度差异小于 0.01 m/s 的 40 d、0.01 m/s 至 0.02 m/s 的有 39 d、0.02 m/s 至0.03 m/s 的有 20 d。

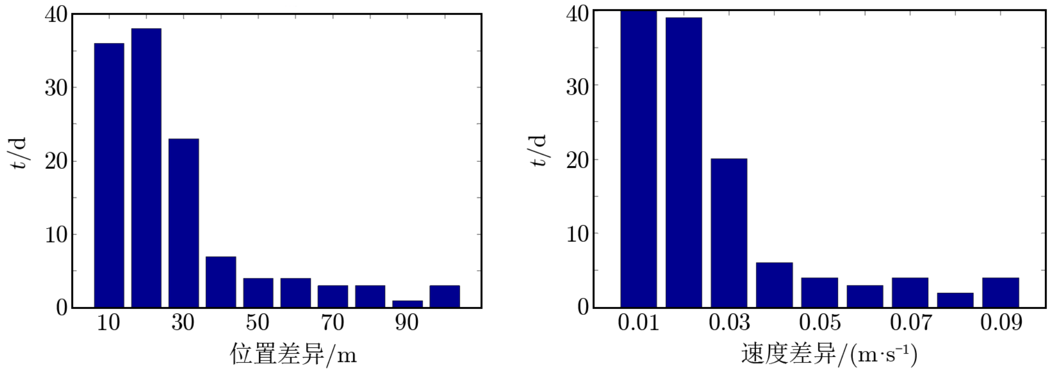


图 6　2017 年 1—4 月解算轨道与 NASA MRO 重建轨道差异统计图

从 2017 年 1—4 月数据定轨结果中，每月各选取 1 d 弧段定轨结果，其星历比较结果见表 5，计算结果表明,位置误差主要在 T 和 N 方向上，R 方向误差小于 0.7 m，测速数据残差在 0.6 mm/s 左右。

表 5　MRO 探测器定轨星历比较结果

定轨日期	位置/m				速度/(cm·s^{-1})				测速残差 /(mm·s^{-1})
	R	T	N	Pos	R	T	N	Vel	
2017-01-26	0.68	27.14	12.03	29.69	2.53	0.06	1.12	2.77	0.59
2017-02-23	0.59	4.15	2.02	4.65	0.38	0.05	0.19	0.42	0.50
2017-03-23	0.51	10.76	6.31	12.49	1.00	0.05	0.59	1.16	0.52
2017-04-05	0.59	2.68	1.03	2.93	0.23	0.06	0.10	0.26	0.66

综上所述，使用 2017 年 1—4 月的单日双程多普勒数据定轨，1 s 积分时长的斜坡双程多普勒数据定轨后残差约为 $0.5 \sim 0.6$ mm/s，解算出的轨道与 NASA 重建轨道位置差异小于 30 m，速度的差异小于 0.03 m/s。

4　“天问一号”环火轨道定轨精度分析

本章主要对火星环绕器进行精密定轨，通过重叠弧段比较方法分析轨道确定精度。

4.1　“天问一号”停泊轨道

2021 年 2 月 24 日第三次近火制动后，火星探测器进入 50 h 周期的大椭圆停泊轨道，近火点高度为 280 km，远火点高度约为 59 000 km。环绕器通过星上多种科学载荷对火星空间大气、气象、地形等进行科学探测，绘制高精度着陆区域表面的地形图，选取合适的着陆点。为了保证科学研究的顺利展开，尤其是对火星着陆区域的高精度成像，需要高精度的探测器轨道信息。在停泊轨道飞行过程中，三个深空站每天接力进行观测，VLBI 观测网每两天进行一次观测，以满足高精度的测定轨需求。

利用 2021 年 2 月 24 日—5 月 15 日之间的观测数据进行精密定轨，定轨弧长约 3 ～ 5 圈 (6 ～ 10 d)，重叠弧长 1 圈 (2 d)，测量数据使用测距测速联合 VLBI 数据，重叠精度分析结果如图 7 所示。定轨后残差，测距约为 0.5 m，测速为 0.16 mm/s，时延为 0.1 ns，时延率为 0.33 ps/s。

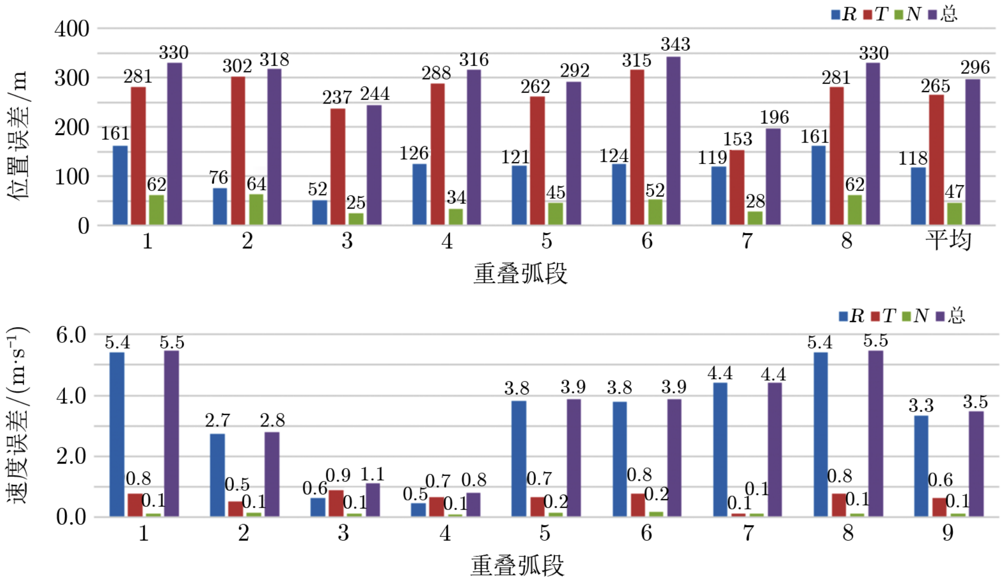


图 7　火星停泊轨道探测器重叠弧段定轨分析位置速度误差

计算结果表明，对于火星停泊轨道，利用联合测距测速和 VLBI 数据进行计算可得，10 d 弧长定轨位置精度好于 300 m，其中 R 方向好于 120 m，误差主要在 T 方向上；速度精度好于 0.035 m/s。

4.2　“天问一号”维持轨道

2021 年 5 月 15 日 7 时 18 分火星车成功着陆火星乌托邦平原，49 h 后环绕器进行轨控，进入轨道周期为 8.2 h 的中继通信维持轨道，近火点高度为 250 km，远火点高度约为 12 000 km。中继轨道为每个火星日运行 3 圈的回归轨道，每个火星日都会经过着陆点上空，可实现一个火星日内对火星车的近火和远火两次中继通信。11 月 8 日环绕器变轨至遥感使命轨道，开展火星全球遥感探测。

5 月 30 日之前为密集观测，三个深空站对环绕器进行接力观测，VLBI 每天观测 4 h；5 月 30 日之后为常规观测，由双站进行接力观测，每天观测弧段缩短，VLBI 一周观测三次，每次 1 h。每次轨道机动前后会进行一段时间的密集观测。

本节选取了 2021 年 5 月 24 日至 6 月 11 日“天问一号”环绕器的实测数据进行定轨精度分析。该弧段轨道小机动频繁 (8 ～ 12 h 一次)，需要解算多组经验力。测量数据使用测距联合 VLBI 数据，并分弧段解算测距系统误差。

重叠弧段分析 48 h 左右弧段 (5 ～ 7 圈) 重叠 1 圈 (8 h)，如图 8 所示，定轨后测距数据

残差好于 0.4 m，VLBI 时延数据残差好于 0.2 ns。

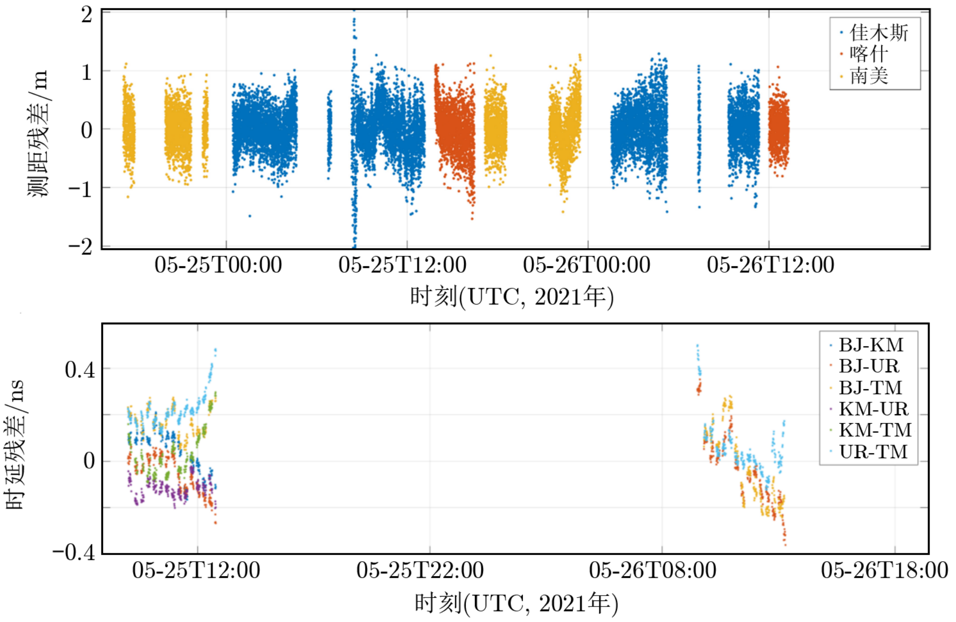


图 8　火星维持轨道弧探测器测量数据定轨后残差图

轨道重叠弧段分析比较结果见图 9，计算结果表明，维持轨道段定轨平均位置精度好于 180 m (其中径向好于 3 m)，误差主要在 T 和 N 方向上，速度精度好于 0.035 m/s；密集观测弧段定轨精度较高，位置精度平均好于 100 m，常规观测弧段定轨精度较差，平均位置精度约为 350 m。

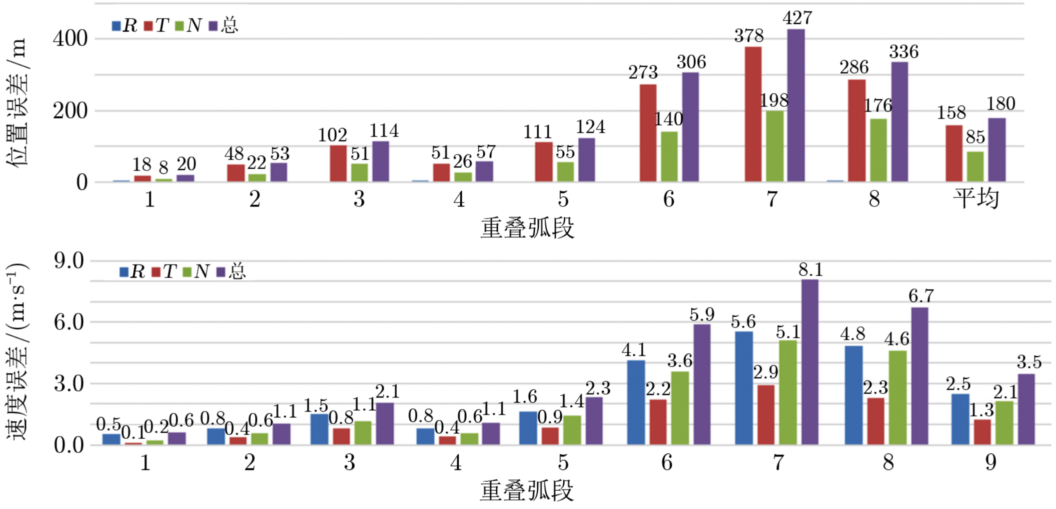


图 9　火星维持轨道探测器重叠弧段定轨分析位置速度误差

5 总　结

本文针对我国火星探测任务，完善并优化了已有的上海天文台火星探测定轨软件，增加了火星卫星摄动、火星定向模型优化以及火星大气摄动。

利用优化后的高精度火星定轨软件对 MRO 探测器进行轨道确定，与参考轨道比较，轨道平均位置精度优于 30 m，速度的精度优于 0.03 m/s，验证了定轨软件的正确性与可靠性。

对“天问一号”探测器的火星停泊轨道进行轨道确定，$3\sim5$ 圈弧长定轨位置的精度好于 300 m，其中 R 方向好于 120 m，误差主要在 T 方向上；速度精度好于 0.035 m/s。维持轨道定轨平均位置精度好于 180 m (其中径向好于 3 m)，速度精度好于 0.035 m/s；当密集观测时，定轨精度较高，位置精度平均好于 100 m。

参考文献：

[1] Konopliv A S, Yoder C F, Standish E M, et al. Icarus, 2006, 182(1): 23
[2] Konopliv A S, Asmar S W, Folkner W M, et al. Icarus, 2011, 211(1): 401
[3] Huang Y, Hu X, Li P, et al. Chinese Science Bulletin, 2012, 57(35): 4545
[4] Huang Y, Chang S, Li P, et al. Chinese science bulletin, 2014, 59(29): 3858
[5] 李培佳, 黄勇, 昌胜骐, 等. 科学通报, 2014, 59(32): 3162
[6] Barlow N. Mars: An introduction to its interior, surface and atmosphere. Cambridge: Cambridge University, 2014: 2
[7] 曹建峰, 刘磊, 黄勇, 等. 天文学进展, 2017, 35(1): 127
[8] 黄勇, 胡小工, 曹建锋, 等. 飞行器测控学报, 2009, 28(6): 83
[9] 刘林, 汤靖师. 宇航学报, 2008, 29(2): 461
[10] 李建军, 王大轶. 深空探测学报, 2017, 4(1): 5
[11] 杨轩. 博士论文. 武汉: 武汉大学, 2020: 28
[12] Batson R, Edwards K, Duxbury T. Mars. Tucson: University of Arizona, 1992: 1249
[13] Jacobson R, Lainey V. Planetary and space science, 2014, 102: 35
[14] Chicarro A, Martin P, Trautner R. Mars Express: the scientific payload, 2004, 1240: 3
[15] Justus C. Journal of Spacecraft and Rockets, 1991, 28(2): 216
[16] Justh H, Justus C. Mars global reference atmospheric model (Mars-GRAM 2005) applications for Mars Science Laboratory mission site selection processes. Seventh International Conference on Mars, California: LPI Contribution, 2007: 3291
[17] Read P, Collins M, Forget F, et al. Advances in Space Research, 1997, 19(8): 1213
[18] Millour E, Forget F, González-Galindo F, et al. The latest (version 4.3) Mars climate database. Third International Workshop on The Mars Atmosphere: Modeling and Observations, Virginia: LPI Contribution, 2008: 9029
[19] Lévesque J F, De Lafontaine J. Journal of guidance, control, and dynamics, 2007, 30(1): 169
[20] Shuang L, Peng Y. Advances in Space Research, 2011, 47(7): 1265
[21] Benito J, Mease K D. Journal of guidance, control, and dynamics, 2010, 33(3): 641
[22] Rosenblatt P, Lainey V, Le Maistre S, et al. Planetary and Space science, 2008, 56(7): 1043
[23] Zurek R W, Smrekar S E. Journal of Geophysical Research: Planets, 2007, 112(E5): 1

Dynamic Model Optimization of Mars Probe and Orbit Determination Analysis of Tianwen-1

SHAN Quan[1,2], LI Pei-jia[1,3,4], FAN Min[5], HUANG Yong[1,2,3,4], YANG Peng[1,2]

(1. Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China; 2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China; 3. Shanghai Key Laboratory of Space Navigation and Positioning Techniques, Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China; 4. Key Laboratory of Planetary Sciences, Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China; 5. Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: In this paper, the dynamic model of Mars probe orbit determination software of Shanghai Observatory is optimized and upgraded, which can process various types of measurement data and carry out high-precision dynamic modeling of Mars. Considering the characteristics of Mars, the three body perturbation model of Phobos and Demos, the Mars atmospheric drag perturbation and the optimization of various Mars pointing models are added. The MEX orbit determination results using different softwares are compared. The calculation results show that the orbit determination accuracy is significantly improved after the optimization of dynamic models, the position difference decreased from more than 300 m to about 10 m, and the velocity difference decreases from about 0.1 m/s to 0.001 m/s; The orbit determination result of MRO probe shows that the residual error of the slope two-way Doppler data with 1 s integration time is about 0.5 $\sim$ 0.6 mm/s, and the positon difference between the calculated orbit and the NASA reconstructed orbit is less than 30 m, and the difference of velocity is less than 0.03 m/s; The orbit determination of parking orbit of Tianwen-1 probe shows that the position accuracy of 6 $\sim$ 10 d arc length can be better than 300 m, in which the R direction is better than 120 m, and the error is mainly in the T direction; The velocity accuracy is better than 0.035 m/s, which can meet the scientific research index.

Key words: Mars probe; orbit determination; MRO; MEX; Tianwen-1